

Куртеев В.А., Бурдюгов С.И., Иноземцев А.А., Ломаев В.И., Мозеров Б.Г., Соколовский М.И., Шатров В.Б. Расчетно-экспериментальные исследования прочности корпуса вентилятора турбореактивного двигателя при ударном воздействии оторвавшейся лопатки // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2017. – № 1. – С. 85–103. DOI: 10.15593/perm.mech/2017.1.06

Kurteyev V.A., Burdyugov S.I., Inozemtsev A.A., Lomaev V.I., Mozerov B.G., Sokolovskiy M.I., Shatrov V.B. Strength computational and experimental analysis of turbojet fan case under the impact of a torn blade. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2017. No. 1. Pp. 85-103. DOI: 10.15593/perm.mech/2017.1.06



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 1, 2017

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<http://vestnik.pstu.ru/mechanics/about/inf/>



DOI: 10.15593/perm.mech/2017.1.06

УДК 621.452.3.01

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ УДАРНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ ОТОРВАВШЕЙСЯ ЛОПАТКИ

**В.А. Куртеев¹, С.И. Бурдюгов¹, А.А. Иноземцев², В.И. Ломаев³,
Б.Г. Мозеров¹, М.И. Соколовский¹, В.Б. Шатров¹**

¹ПАО «Научно-производственное объединение «Искра»», Пермь, Россия

²ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

³АО «Пермский завод «Машиностроитель»», Пермь, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 23 ноября 2016 г.

Принята: 27 февраля 2017 г.

Опубликована: 30 марта 2017 г.

Ключевые слова:

корпус вентилятора, лопатка, защитный пакет, композиционный материал, оболочка, ткань, предельная деформация, предел прочности, работа деформирования, кинетическая энергия, баллистическая стойкость.

АННОТАЦИЯ

Рассмотрена задача по удержанию оторвавшейся лопатки вентилятора турбореактивного авиационного двигателя для обеспечения безопасности пассажиров и экипажа самолета. Указаны основные направления конструирования вентилятора по обеспечению данного требования, одному из которых посвящена данная работа. Представлены расчетные и экспериментальные исследования прочности нескольких вариантов конструкций корпусов вентиляторов. Показано различие результатов расчета и эксперимента для металлов, отличающихся пластичностью. Дан обзор и описание известных методик расчета металлической бронезащиты, указан их общий недостаток, заключающийся в неучете предельной деформации материала. Предложена методика расчета металлического корпуса, учитывающая предельную деформацию материала. При этом указано граничное значение предельной деформации материала, разделяющее металлы на жесткие и пластичные, для которых приведены математические формулы расчета стенки бронезащиты.

© Куртеев Владимир Аркадьевич – ведущий научный сотрудник, e-mail: kva730@iskra.perm.ru

Бурдюгов Сергей Иванович – заместитель генерального конструктора – главный конструктор, e-mail: pioneer241@mail.ru

Иноземцев Александр Александрович – доктор технических наук, профессор, e-mail: office@avid.ru

Ломаев Владимир Иванович – доктор технических наук, e-mail: pzmash@perm.ru

Мозеров Борис Георгиевич – главный конструктор, e-mail: pioneer241@mail.ru

Соколовский Михаил Иванович – доктор технических наук, профессор, член-корреспондент РАН, e-mail: pioneer241@mail.ru

Шатров Владимир Борисович – кандидат технических наук, e-mail: pioneer241@mail.ru

Vladimir A. Kurteyev – Leading Researcher, e-mail: kva730@iskra.perm.ru

Sergey I. Burdyugov – Deputy General Designer – Chief Designer, e-mail: pioneer241@mail.ru

Aleksandr A. Inozemtsev – Doctor of Technical Sciences, Professor, e-mail: office@avid.ru

Vladimir I. Lomaev – Doctor of Technical Sciences, e-mail: pzmash@perm.ru

Boris G. Mozerov – Project Designer, e-mail: pioneer241@mail.ru

Mikhail I. Sokolovskiy – Doctor of Technical Sciences, Professor, Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, e-mail: pioneer241@mail.ru

Vladimir B. Shatrov – CSc in Technical Sciences, e-mail: pioneer241@mail.ru

Показана хорошая сходимость расчета по предложенным соотношениям с результатами эксперимента для титановых и алюминиевых сплавов. Описана конструктивная схема, проведены расчеты прочности и степени поглощения энергии удара оторвавшейся лопадки специально разработанным устройством в виде гофрированного защитного пакета (или чехла) из высокопрочной ткани, который может быть установлен на любую конструкцию корпуса вентилятора как из металлических, так и из полимерных композиционных материалов без принципиальных изменений схемы компоновки. Приведено расчетное обоснование преимущества конструкции гофрированного защитного пакета по сравнению с конструкцией традиционного пакета. Приведена оценка эффективности применения алюминиевых сплавов в качестве материала корпуса вентилятора как альтернативы титановым сплавам. Описана экспериментальная установка для испытания полногабаритных корпусов. Показаны недостатки установки для испытаний модельных корпусов. Описана проблема применения полимерного композиционного материала для силового корпуса вследствие его резания лопатками вентилятора при отрыве одной из лопаток. Представлена проектная оценка применения полимерных композиционных материалов для корпуса вентилятора, указаны пути повышения баллистической стойкости корпуса из полимерных композиционных материалов.

© ПНИПУ

STRENGTH COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF TURBOJET FAN CASE UNDER THE IMPACT OF A TORN BLADE

V.A. Kurteyev¹, S.I. Burdyugov¹, A.A. Inozemtsev², V.I. Lomaev³,
B.G. Mozerov¹, M.I. Sokolovskiy¹, V.B. Shatrov¹

¹Research and Production Association "ISKRA", Perm, Russian Federation,

²Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

³Mashinostroitel, Perm, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 23 November 2016
Accepted: 27 February 2017
Published: 30 March 2017

Keywords:

fan case, blade, goffered hood, composite material, shell, cloth, ultimate deformation, ultimate strength, deformation work, kinetic energy, ballistic resistance.

ABSTRACT

The paper considers the problem of holding a torn blade of a turbojet fan to ensure safety for passengers and crews. It is concerned with one of the main trends in designing fans satisfying this requirement. The experimental and computational analysis of strength for several fan case designs is given. A difference between the calculation results and experimental data for metals with different plasticity is presented. We outlined and described the well-known procedures of calculating metal armoured protection, specified its common disadvantage which is neglecting the material ultimate strain. We suggested the calculation procedure for the metal case which takes the material ultimate strain in account including the boundary value of the material ultimate strain dividing metals on rigid and flexible ones with the calculated formulas of the armoured wall. A good convergence is revealed between the calculation data based on the proposed correlations and the experimental results for Ti and Al alloys. We described the structural design, analyzed strength and the rate of impact absorption by a separated blade using a specially developed goffered hood (a cover) made of the high-strength cloth which can be installed on any fan case made of either metal or polymer composite materials (PCM) without principal changes in the structural configuration. The calculated advantages of using the developed goffered hood design in comparison with the conventional one have been shown. The efficiency has been estimated with respect to applying aluminum alloys as a production material for a fan case being an alternative to the titanium ones. Experimental equipment for testing full-size cases is proposed. The disadvantages of the testing equipment for model cases have been outlined. We analyzed the problem of PCM application for a load-carrying case which is cut by fan blades when one blade is torn away. The engineering estimation of using PCM in a fan case and the solutions aiming to increase the ballistic resistance of PCM cases have been presented.

© PNRPU

Введение

В соответствии с международными нормами (FAR25, JAR-25) и нормами Российской Федерации АП-33 турбореактивные двигатели современных самолетов должны обеспечить безопасность пассажиров и экипажа самолета в случае обрыва лопаток вентилятора. Разрушение лопаток вентилятора может быть вызвано различными внутренними и внешними причинами, такими как многоцикловая усталость, дефекты в материале, повреждения от попадания в тракт двигателя посторонних предметов [1–3]. Разрушение лопатки и ее обрыв может приводить к различным опасным явлениям, таким как повреждение двигателя и даже всего воздушного судна. Поэтому нормативные технические документы по авиационным двигателям содержат требование обязательной локализации в корпусах двигателя фрагментов, образующихся при разрушении рабочих лопаток турбомашин [4–6].

Данная задача решается по трем направлениям:

- создание баллистически стойкого корпуса вентилятора;
- создание легкой конструкции лопатки;
- создание легко разрушаемой или деформируемой конструкции лопатки.

Данная работа является результатом части совместных исследований ОАО «Авиадвигатель» и НПО «Искра» по созданию баллистически стойкого корпуса вентилятора. В работе приводится анализ эффективности применения алюминиевых и титановых сплавов, методики расчета металлических и комбинированных корпусов вентиляторов, содержащих тканевый бронепакет, являющийся универсальным элементом бронезащиты как с точки зрения обеспечения требуемой баллистической стойкости, массы конструкции, их вариаций, так и с точки зрения решения задачи стоимости.

Зарубежные и отечественные публикации по данной теме посвящены в основном численным исследованиям на моделях с применением программных комплексов, поэтому представленные в работе экспериментальные результаты являются уникальными.

1. Анализ баллистической стойкости металлического корпуса

Титановые и алюминиевые сплавы и в настоящее время широко применяются в авиации. Высокие удельные характеристики титановых сплавов общеизвестны, оценка их в качестве материалов бронезащиты приведена в работе [7].

Наибольшая эффективность алюминиевых сплавов в средствах индивидуальной бронезащиты отмечена для сплавов с высокой твердостью, а значит, и прочностью [8]. При этом энергоемкий механизм удержания поражающего элемента (ПЭ) реализуется для стенки с высокой прочностью лицевого слоя и высокой вязкостью тыльного.

Если вышеуказанный механизм можно реализовать в бронежилете для ПЭ типа пули стрелкового оружия или в бронетранспортере для осколка снаряда, то в корпусе вентилятора авиадвигателя (далее – корпус) с толщиной стенки от 5 до 20 мм и диаметром от 2 до 3 м этот механизм не реализуем. В этом случае повышение баллистической стойкости корпуса можно обеспечить либо применяемым материалом, либо конструкциями корпуса или лопатки.

Наиболее простое решение по удержанию оторвавшихся лопаток заключается в увеличении толщины стенки корпуса, при которой она не будет пробита хотя бы одной лопаткой. Исследованиями установлено, что для различных вариантов применения металлических сплавов для бронезащиты требование по физико-механическим и технологиче-

ским характеристикам могут существенно различаться, но неизменным остается необходимость использования сплавов с возможно более высокой твердостью (а значит, и прочностью) при сохранении или повышении пластичности и запаса вязкости сплавов в условиях климатических температур [7, 8]. В нормах прочности [9] прочность материала является определяющим параметром при выборе толщины стенки, обеспечивающей непробитие корпуса, определяемое по соотношению

$$\delta = \sqrt{\frac{0,64m \cdot v^2}{L \cdot \sigma_b (0,5 \cdot \kappa + e)}}, \quad (1)$$

где m – масса оторвавшейся лопатки (или ее фрагмента); v – линейная скорость центра массы оторвавшейся лопатки (или ее фрагмента); L – периметр зоны среза оболочки корпуса, равный периметру соприкасающейся поверхности лопатки (фрагмента); σ_b – предел прочности материала корпуса при разрыве (растяжении); κ , e – эмпирические коэффициенты (для металлов $\kappa = 2,5$, $e = 0,7$).

В методиках расчета бронезащиты от пули стрелкового оружия [10] также используется только одна из характеристик материала – прочность. Методики расчета стенок бронекламер [11] включают в себя величины эмпирических коэффициентов для различных материалов, а характеристики материала, описывающие пластичность или вязкость, в явном виде не учитываются.

Попытка учета пластичности материала сделана в работе [12], согласно которой необходимая толщина стенки цилиндрического корпуса из пластичного металла (предел удлинения материала при растяжении не менее 6 %), обеспечивающая непробитие, определится как

$$\delta = \left(\frac{0,15 \cdot m \cdot v^2}{\sqrt{R} \cdot \varepsilon_b \cdot L \cdot \sigma_b} \right)^{\frac{2}{3}}, \quad (2)$$

где R – радиус оболочки корпуса; ε_b – предел удлинения материала оболочки при растяжении.

Остальные параметры соответствуют параметрам соотношения (1).

Испытания плоских титановых стенок пулями стрелкового оружия [12] и лабораторные испытания корпусов на пробитие лопаткой показали различие в механизмах пробития стенок из пластичного и менее пластичного материалов. Согласно [10] для менее пластичных материалов (титановый сплав ВТ6) реализована «модель пролома стенки», для пластичного материала (титановый сплав ОТ4-0) реализована «кратерная модель» с выпучиной на тыльной стороне стенки.

В соотношениях (1) и (2) используется параметр L , зависящий от ширины периферийной части лопатки, по которой происходит ее соприкосновение с оболочкой корпуса. Здесь предполагается, что при ударе контакт с корпусом происходит по всей ширине лопатки. Результаты испытаний корпусов из сплавов ВТ6 и АК4-1 показали, что поперечные размеры пробитых отверстий меньше ширины лопаток и соизмеримы с размерами краевой зоны [13]:

$$l_{кр} = 2,5 \sqrt{R \cdot \delta},$$

где R и δ – радиус и толщина цилиндрической оболочки.

То же отмечено на пулевых испытаниях плоских стенок из титановых сплавов ВТ6 и ОТ4-0 [12], для которых длина краевой зоны [14]

$$l_{кр} = 0,65\delta\sqrt{E/\sigma_s},$$

где δ – толщина стенки; E – модуль упругости материала стенки; σ_s – предел текучести материала стенки.

Вышесказанное свидетельствует о том, что на испытаниях корпусов произошел контакт углом лопаток. Такой контакт вызвал откол и вылет с большой скоростью фрагментов стенок корпусов. Такое явление можно характеризовать как низкую баллистическую эффективность корпусов из менее пластичных металлов, так как для пробития стенки требуется меньшая кинетическая энергия лопатки или ее фрагмента. Для пластичных металлов контакт углом лопатки не критичен, так как при этом не образуется вылет мелких частей корпуса и разрушение стенки происходит по всей ширине лопатки.

Согласно [15] изгибные напряжения в пластине при действии сосредоточенной силы не зависят от радиуса расчетного сечения (кроме зоны контакта), тогда потенциальная энергия деформированной зоны пластины от удара ПЭ (работа внешних сил) может быть записана в виде

$$P = p \cdot V,$$

где $p = \frac{\sigma \cdot \varepsilon}{4}$ – удельная потенциальная энергия материала при изгибе [16]; σ – максимальное изгибное напряжение; ε – максимальная изгибная деформация; V – объем деформированной зоны пластины.

Пренебрегая величиной упругой составляющей потенциальной энергии деформированной зоны стенки (в запас прочности), расходуемой на затухающие колебания вырванной зоны стенки, в предельном состоянии можно принять, что кинетическая энергия лопатки равна потенциальной энергии деформированной зоны:

$$W = \frac{m \cdot v^2}{2} = P.$$

Тогда для цилиндрической оболочки корпуса с учетом того, что в предельном состоянии

$$p = \frac{\sigma \cdot \varepsilon}{4} = \frac{1,3\sigma_b \cdot \varepsilon_b}{4},$$

а объем деформированной зоны при ударе углом лопатки

$$V = \pi \cdot l_{кр}^2 \cdot \delta,$$

необходимая толщина стенки цилиндрической оболочки из высокопрочного непластичного материала (предел удлинения материала при растяжении не более 6 %), обеспечивающая ее непробитие, определится как

$$\delta = \sqrt{\frac{0,08m \cdot v^2}{R \cdot \varepsilon_b \cdot \sigma_b}}. \quad (3)$$

В соотношениях (1), (2), как и в соотношении (3), динамичность процесса деформирования материала учтена увеличением в 1,3 раза его предела прочности.

В табл. 1 приведены результаты расчета толщин по соотношениям (1), (2) и (3) с использованием справочных физико-механических характеристик материалов, приведенных в табл. 2, и результаты экспериментов корпусов на пробитие лопатками и ее фрагментами для нескольких уровней кинетической энергии [12].

Таблица 1

Результаты расчета и экспериментов корпусов на пробитие

Table 1

Calculation results and experimental data on ballistic resistance of fan cases

Физико-механические характеристики	Номер опыта					
	1	2	3	4	5	6*
	Поражающий элемент, конструктивные особенности					
	Фрагмент цельной (монослойной) лопатки		Цельная (монослойная) лопатка		Пустотелая многослойная лопатка	
Периметр контакта L , мм	500				800	
Кинетическая энергия ПЭ W , кДж	100	170	270	270	174	
Материал корпуса	BT6	OT4-0	BT6	OT4-0	AK4-1	
Расчетная толщина стенки, мм	Формула (1)	11,8	17,3	19,3	21,7	19,6
	Формула (2)	–	9,4	–	12,9	20,4
	Формула (3)	17,0	–	28,0	–	35,5
Толщина стенки на опыте, мм	9,5	8,0	–	13,0	от 10,4 до 25,1	
Состояние стенки на опыте	Пробитие		–	Непробитие	Пробитие в тонкой части	

Примечание: * испытание корпуса № 6 проведено на установке головной организации, корпуса № 5 и № 6 конструктивно идентичны.

Таблица 2

Физико-механические характеристики материалов корпусов

Table 2

Physical and mechanical properties of case materials

Материал	BT6	OT4-0	AK4-1
Модуль упругости E , ГПа	110	110	70
Предел прочности σ_b , МПа	950	750	380
Предел текучести σ_s , МПа	850	550	280
Предел удлинения ϵ_b	0,06	0,15	0,05

Из табл. 1 следует, что только на опыте № 4 корпус не был пробит, при этом расчетная толщина по соотношению (2) совпала с экспериментальной, а соотношение (1) существенно зависило толщину непробития. Это испытание и испытания комбинированных корпусов, анализ которых приведен ниже, подтверждают правомерность учета предельной деформации материала.

Высокая стоимость и дефицитность титановых сплавов требует поиска других материалов, несколько уступающих по баллистической стойкости титановым сплавам. Одним из направлений, как и в проектировании бронезилетов, является применение алюминиевых сплавов (самолет SuperJet).

Из соотношений (2) и (3) следует, что толщина стенки корпуса зависит от комплексного показателя физико-механических характеристик материала, равного произведению его предела прочности и предельного удлинения. Для оценки эффективности применения алюминиевых сплавов в сравнении с титановыми в табл. 3 приведен комплексный показатель для ряда сплавов, согласно которому из представленных алюминиевых сплавов лучший показатель имеет сплав 01570, имеющий высокую ударную вязкость и успешно применяемый в ракетной технике для цилиндрических корпусов. При экспериментальном подтверждении эффективности сплава 01570 он может быть рекомендован в качестве материала корпуса как альтернатива сплаву ОТ4-0.

Для учета различия плотности металлов в табл. 3 приведен показатель, характеризующий баллистическую и массовую эффективность материала

$$\lambda = \frac{\sigma_B \cdot \epsilon_B}{\rho},$$

где ρ – плотность металла, кг/м³.

Таблица 3

Комплексные показатели физико-механических характеристик материалов

Table 3

Complex indices of materials physical and mechanical properties

Материал	Предел прочности σ_B , МПа	Предел удлинения ϵ_B	$\Pi = \sigma_B \cdot \epsilon_B$, МПа	$\lambda = \frac{\sigma_B \cdot \epsilon_B}{\rho}$, м ² /с ²
АК4-1	380	0,05	19,0	7000
АМг6	320	0,11	35,2	13000
Д16, 1151	420	0,10	42,0	15600
В95-1	530	0,06	31,8	11800
01570	370	0,12	44,4	16400
ОТ4-0	750	0,15	112,5	24500
ВТ6	950	0,06	57,0	12400
ВТ23	1150	0,06	69,0	15000

Из табл. 3 следует, что для корпуса вентилятора по комплексным показателям титановый сплав ВТ23, применяемый в бронезилетах высокого класса, уступает сплаву ОТ4-0, а по показателю λ он уступает алюминиевым сплавам 01570, Д16 и 1151.

Таким образом, расчеты и испытания показывают, что наилучшую баллистическую стойкость обеспечивают металлы, имеющие высокий комплексный показатель физико-механических характеристик материала, равный произведению его предела прочности и предельного удлинения, что и учитывают соотношения (2) и (3). При этом алюминиевые сплавы могут быть рассмотрены в качестве материалов корпуса наряду с титановыми сплавами.

2. Пластиковый вариант конструкции корпуса

В ракетных и авиационных конструкциях широко применяются полимерные композиционные материалы. Большое внимание в настоящее время уделяется применению углепластиков как в корпусах вентиляторов, так и в лопатках [17–24]. Была предпринята попытка применить органопластик и в корпусе вентилятора [25]. Корпус был выполнен

цельным по длине и многослойным по толщине из чередующихся слоев органожгута и пакетов органоткани на эпоксидном связующем. Толщина стенки корпуса составила 34 мм, диаметр корпуса около 2000 мм.

При ударе лопатки по корпусу происходит его деформация с овальным формоизменением. Уменьшение размера (диаметра) его поперечного сечения (относительно направления вылета лопатки) происходит до момента соприкосновения внутренней поверхности с периферийной частью неразрушенных лопаток. При этом происходит трение между контактирующими деталями и резание материала корпуса кромками лопаток (эффект резания).

На эксперименте лопатка легко пробилась (за счет среза) органопластиковую оболочку, суммарная работа разрушения (прогиб оболочки плюс срез стенки) по расчету составила около 60 кДж (забегая вперед, отметим, что толщина стенки была соизмерима с толщиной гофрированного тканевого пакета, обеспечивавшего гашение 218 кДж кинетической энергии такой же лопатки).

На этом опыте в поперечном сечении, относительно направления движения оторвавшейся лопатки, в двух противоположных зонах стенка корпуса была вырезана на половину толщины на дуге 75–80° оставшимися лопатками. Таким образом, расчет и эксперимент выявил проблему, обусловленную «эффектом резания» полимерного композиционного материала лопатками. С учетом последнего в работе [12] предложена конструкция стенки углепластикового корпуса, в которой вышеуказанные недостатки будут сказываться в меньшей степени.

3. Комбинированный вариант конструкции корпуса

Металлы являются более стойкими материалами при резании, поэтому дальнейшие исследования проводились на комбинированных корпусах на основе металлической оболочки.

Методика расчета конструкции металлического корпуса для однослойной стенки (монопластина) приведена выше. Баллистическая стойкость многослойных пластин как из одного металла, так и из различных металлов по результатам баллистических испытаний пулями стрелкового оружия оказалась ниже баллистической стойкости монопластин при равной поверхностной плотности [26], поэтому такой вариант структуры стенки корпуса не рассматривался и не применялся в проведенных исследованиях.

Применение металлопластиковых конструкций корпусов на двигателях Д-36, Д436К, Д436Т Запорожского машиностроительного конструкторского бюро «Прогресс» описано в работе [27]. Недостатком таких конструкций является низкая баллистическая эффективность пластиковой оболочки, обуславливающей в целом низкую баллистическую эффективность комбинированного корпуса.

Другое наиболее приемлемое решение по удержанию оторвавшихся лопаток основано на применении нежестких пакетов ткани, установленных на корпусе вентилятора [28, 29]. На рис. 1 приведена конструкция комбинированного корпуса, в котором пакет 2 для удержания оторвавшихся лопаток выполнен в виде гофрированного пакета из слоев ткани волокнистого высокопрочного материала («сухая» ткань). Пакет 2 охватывает корпус 1 по наружной поверхности, закреплен кольцевым жгутом 3 между пористыми резиновыми кольцами 4. Для исключения резания пакета острой кромкой периферийной части лопатки 6 под пакетом установлены тонкие металлические лепестки 5, лепестки соединены

между собой заклепками и образуют защитную кольцевую оболочку. Тканевый пакет может быть выполнен традиционным способом – послойной плотной намоткой.

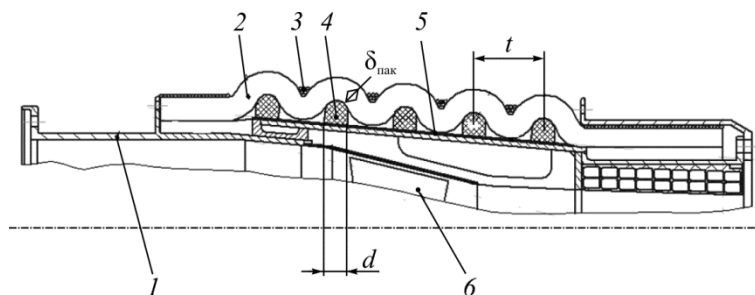


Рис. 1. Конструкция гофрированного тканевого пакета, выполненная на металлическом корпусе

Fig. 1. Scheme of the cloth gasketed hood made on the metal case

Эффективность работы не пропитанных связующим материалом высокопрочных волокон поясняется в работе [10]. Исследованию поглощения энергии арамидных волокон посвящена работа [30].

Методика расчета комбинированного корпуса со средним диаметром металлической оболочки, равным 1940 мм, с традиционным пакетом (далее – тканевый пакет), выполненным из ткани арт. 84127 [31], приведена ниже. Методика расчета комбинированного корпуса с гофрированным тканевым пакетом (далее – гофропакет) приведена в работе [12]. Эти методики отличает простота, они основаны на кинематике взаимодействия цилиндрической стенки и внедряющейся в нее острой кромки лопатки.

Расчеты тканевых пакетов численными методами трудоемки, требуют наличия вычислительных комплексов и программ, а также специальной подготовки конструкторов. Для кольцевой жгутовой намотки результаты расчетов численными методами приведены в работах [17, 32] и посвящены расчету конкретной конструкции корпуса. Поэтому это направление находится на начальной стадии и является отдельным предметом исследований.

Деформирование и разрушение металлической оболочки и тканевого пакета комбинированного корпуса при ударе лопаткой можно разделить на три стадии:

- 1) формоизменение металлической оболочки и тканевого пакета до момента соприкосновения металлической оболочки с торцевой (периферийной) поверхностью лопаток;
- 2) деформация металлической оболочки в зоне удара в пределах краевой зоны с образованием кратерной пробоины (для пластичного металла) или пролома (для жесткого металла);
- 3) разрушение тканевого пакета.

Кинетическая энергия лопатки (или ее фрагмента) расходуется на работу разрушения металлической оболочки корпуса (A_1), тканевого пакета (A_2) и на работу деформирования лопатки (A_3), т.е.

$$W = A_1 + A_2 + A_3.$$

На первой стадии происходит прогиб металлической оболочки и тканевого пакета в радиальном направлении – вытягивание в плоскости оторвавшейся лопатки и сужение в перпендикулярной плоскости. Оболочка и пакет принимают овальную форму. Работа деформирования оболочки и пакета здесь незначительная, поэтому в дальнейшем она не учитывается.

Работа разрушения металлической оболочки корпуса A_1 на второй стадии определяется ее толщиной, минимальная величина которой выбирается по результатам проектного анализа (масса, конструктивная жесткость, технологические возможности, материал и т.д.). Используя соотношения (1) и (2), соответственно для пластичного и жесткого материалов, определяют долю кинетической энергии лопатки, расходуемой на работу разрушения металлической оболочки.

На второй стадии тканевый пакет кинематически вытягивается одновременно с металлической оболочкой, предполагается его деформация по всему периметру, так как скорость процесса (до 300 м/с) существенно ниже скорости прохождения ударной волны в органоволокне (10 км/с) [10]. С учетом последнего нижеприведенные расчеты выполнены при статических прочностных свойствах ткани.

Ввиду сложности аналитических выражений, описывающих деформированную форму металлической оболочки, расчеты проведены для цилиндра при исходной величине радиуса его наружной поверхности $R_{нар} = 972$ мм. Погрешность расчета в этом случае не превышает 10 %.

Расчетная схема для второй стадии деформирования корпуса приведена на рис. 2. Здесь участок AB – путь лопатки до момента пробоя металлической оболочки, AC – краевая зона и соответствующий ей угол сектора α_1 , BD – прямолинейный участок пакета и соответствующий ему угол сектора α_2 .

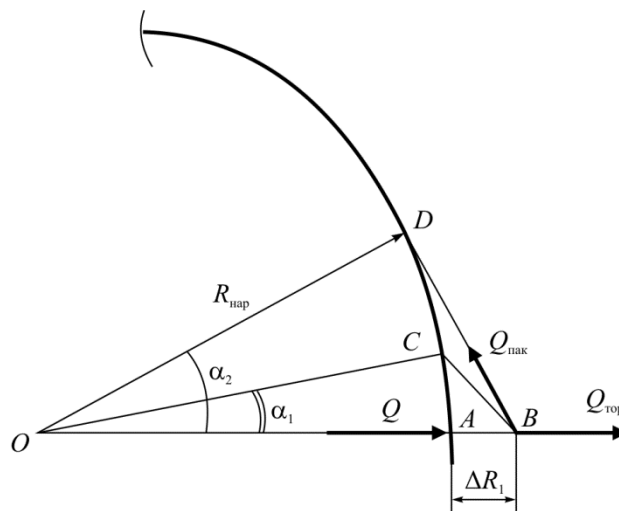


Рис. 2. Расчетная схема деформирования корпуса
Fig. 2. Scheme of a case strain calculation

Путь лопатки до момента пробоя металлической оболочки составляет

$$\Delta R_1 = \sqrt{a_{кр}^2 - (R_{нар} \sin \alpha_1)^2} - R_{нар} (1 - \cos \alpha_1) = 77,4 \text{ мм},$$

где $a_{кр} = l_{кр} + 0,5\Delta l = 179,4$ мм – длина образующей кратера (участок BC); $l_{кр} = 2,5\sqrt{R_{нар} \cdot \delta_{ср}} = 156$ мм – длина краевой зоны оболочки; $\Delta l = 2l_{кр} \cdot \epsilon_b = 46,8$ мм – величина удлинения металлической оболочки в зоне соударения; $\delta_{ср} = 4$ мм – средняя толщина металлической оболочки в зоне лопатки; $\epsilon_b = 0,15$ – предельная деформация растяжения материала металлической оболочки (сплав ОТ4-0); $\alpha_1 = l_{кр}/R_{нар} = 0,16$ рад ($9,2^\circ$) – угол сектора краевой зоны.

Периметр внутреннего слоя пакета в момент разрушения металлической оболочки

$$L_1 = 2R_{\text{нар}}(\pi - \alpha_2) + 2a_{\text{пак}} = 6141 \text{ мм},$$

где $\alpha_2 = \arccos \frac{R_{\text{нар}}}{R_{\text{нар}} + \Delta R_1} = 22,2^\circ$ – угол сектора прямолинейного участка пакета (см. рис. 2);

$a_{\text{пак}} = R_{\text{нар}} \operatorname{tg} \alpha_2 = 395,3 \text{ мм}$ – длина прямолинейного участка пакета.

Деформация внутреннего слоя пакета в момент разрушения металлической оболочки

$$\varepsilon_{\text{пак}} = \frac{L_1 - L_0}{L_0} = 0,0066 (0,7\%) < \varepsilon_{\text{в}} = 0,02 (2\%),$$

где $L_0 = 2\pi \cdot R_{\text{нар}} = 6101 \text{ мм}$ – начальный периметр внутреннего слоя пакета; $\varepsilon_{\text{в}} = 0,02 (2\%)$ – предельная деформация растяжения органолокна.

Это значит, что при растяжении металлической оболочки растягивается и пакет ткани. Вследствие совместного деформирования оболочек ударное усилие в такой конструкции будет больше, чем в корпусе с гофропакетом. При непробитии стенки корпуса усилие рикошета также будет большим.

Следует отметить, что технические условия на ткань [31] указывают ее предельную деформацию, равную 4 %, что в два раза выше предельной деформации растяжения органолокна. Это вызвано искривлением основы ткани уточным плетением. При растяжении ткани вдоль основы требуется небольшое усилие для придания волокнам основы прямой линии, поэтому в расчете использована характеристика волокна, из которого изготовлена ткань.

Независимо от стадии ударного процесса работа деформирования слоя тканевого пакета определяется выражением

$$A_2 = \int_{R_{\text{нар}}}^{R_{\text{раз}}} Q_{\text{тор}} \cdot dR,$$

где $Q_{\text{тор}} = 2Q_{\text{пак}} \sin \alpha$ – радиальное усилие торможения лопатки, создаваемое одним слоем ткани (см. рис. 2); $Q_{\text{пак}} = S \cdot \sigma$ – растягивающее усилие тканевого слоя на ширине лопатки; $S = B \cdot h \cos \beta = 117 \text{ мм}^2$ – расчетная площадь поперечного сечения тканевого слоя; $B = 470 \text{ мм}$ – ширина лопатки; $h = 0,27 \text{ мм}$ – толщина тканевого слоя (арт. 84127); $\beta = 23^\circ$ – угол закрутки периферийного сечения лопатки относительно продольной оси корпуса; σ – растягивающее напряжение в тканевом слое; α – текущий угол наклона касательной прямолинейного участка пакета; dR – элементарный путь (приращение радиуса),

$$dR = d \left[R_{\text{нар}} \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right) \right] = - \frac{R_{\text{нар}} \sin \alpha \cdot d\alpha}{\cos^2 \alpha};$$

$R_{\text{нар}}$ и $R_{\text{раз}}$ – начальный и конечный радиусы деформирования пакета.

О величине усилия разрыва тканевого слоя на ширине лопатки можно судить по величине минимального предела прочности $\sigma_{\text{в}}$ при разрыве по основе тканевого органолокна, равного 518 МПа. Это усилие равно

$$Q_{\text{разр}} = S \cdot \sigma_{\text{в}} = 60,6 \text{ кН.}$$

Для органолокна сохраняется линейная зависимость изменения растягивающего напряжения от деформации вплоть до его разрушения. Тогда по закону Гука

$$\sigma = E \cdot \varepsilon = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\varepsilon_{\text{в}}} \varepsilon,$$

где E – реализуемый модуль упругости органолокна в ткани; ε – деформация ткани.

При деформировании ткани по всему периметру пакета ее средняя деформация

$$\varepsilon = \frac{L - L_0}{L_0} = \frac{\text{tg } \alpha - \alpha}{\pi},$$

где $L = 2R_{\text{нар}} (\pi - \alpha + \text{tg } \alpha)$ – деформированный периметр пакета; $L_0 = 2\pi \cdot R_{\text{нар}}$ – начальный периметр пакета.

Тогда радиальное усилие торможения лопатки, создаваемое одним слоем ткани, примет вид

$$Q_{\text{тор}} = \frac{2S \cdot \sigma_{\text{в}}}{\pi \cdot \varepsilon_{\text{в}}} \sin \alpha (\text{tg } \alpha - \alpha). \quad (4)$$

Работа деформирования тканевого слоя пакета определится выражением

$$A_2 = \frac{2S \cdot \sigma_{\text{в}} \cdot R_{\text{нар}}}{\pi \cdot \varepsilon_{\text{в}}} \int_0^{\alpha_3} \text{tg}^2 \alpha (\text{tg } \alpha - \alpha) d\alpha,$$

где α_3 – угол сектора прямолинейного участка пакета в момент его разрыва (при деформации тканевого слоя $\varepsilon_{\text{в}} = 0,02$ и вышепринятых конструктивных параметрах $\alpha_3 = 31,5^\circ$).

На рис. 3 приведен график изменения усилия торможения тканевым слоем (соотношение (4)) от пути движения лопатки.

$$\Delta R = R_{\text{нар}} \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right).$$

Здесь же отмечен путь движения лопатки при характерных величинах угла α . Работа разрушения тканевого слоя пакета определена численным методом:

$A_{2\text{нпр}} = 0,46$ кДж – работа деформирования тканевого слоя пакета перед моментом разрыва металлической оболочки корпуса (непробитие стенки);

$A_{2\text{нпр}} + A_{2\text{пр}} = 3,59$ кДж – работа деформирования тканевого слоя от начала его растяжения и до разрушения (металлическая оболочка пробита).

Для сравнения работы деформирования слоя тканевого пакета и слоя гофропакета ниже приведен вывод аналитического выражения усилия торможения слоем гофропакета также в предположении деформирования ткани по всему периметру пакета. Средняя деформация ткани гофропакета

$$\varepsilon_{\text{гп}} = \frac{L - L_{0\text{гп}}}{L_{0\text{гп}}} = \frac{R_{\text{нар}}}{\pi(R_{\text{нар}} + d)} \left(\text{tg } \alpha - \alpha - \frac{\pi \cdot d}{R_{\text{нар}}} \right),$$

где $L = 2R_{\text{нар}} (\pi - \alpha + \text{tg } \alpha)$ – деформированный периметр гофропакета; $L_{0\text{гп}} = 2\pi(R_{\text{нар}} + d)$ – начальный периметр гофропакета; d – высота гофр (или, как вариант, диаметр поперечного сечения пористых резиновых колец (см. рис. 1).

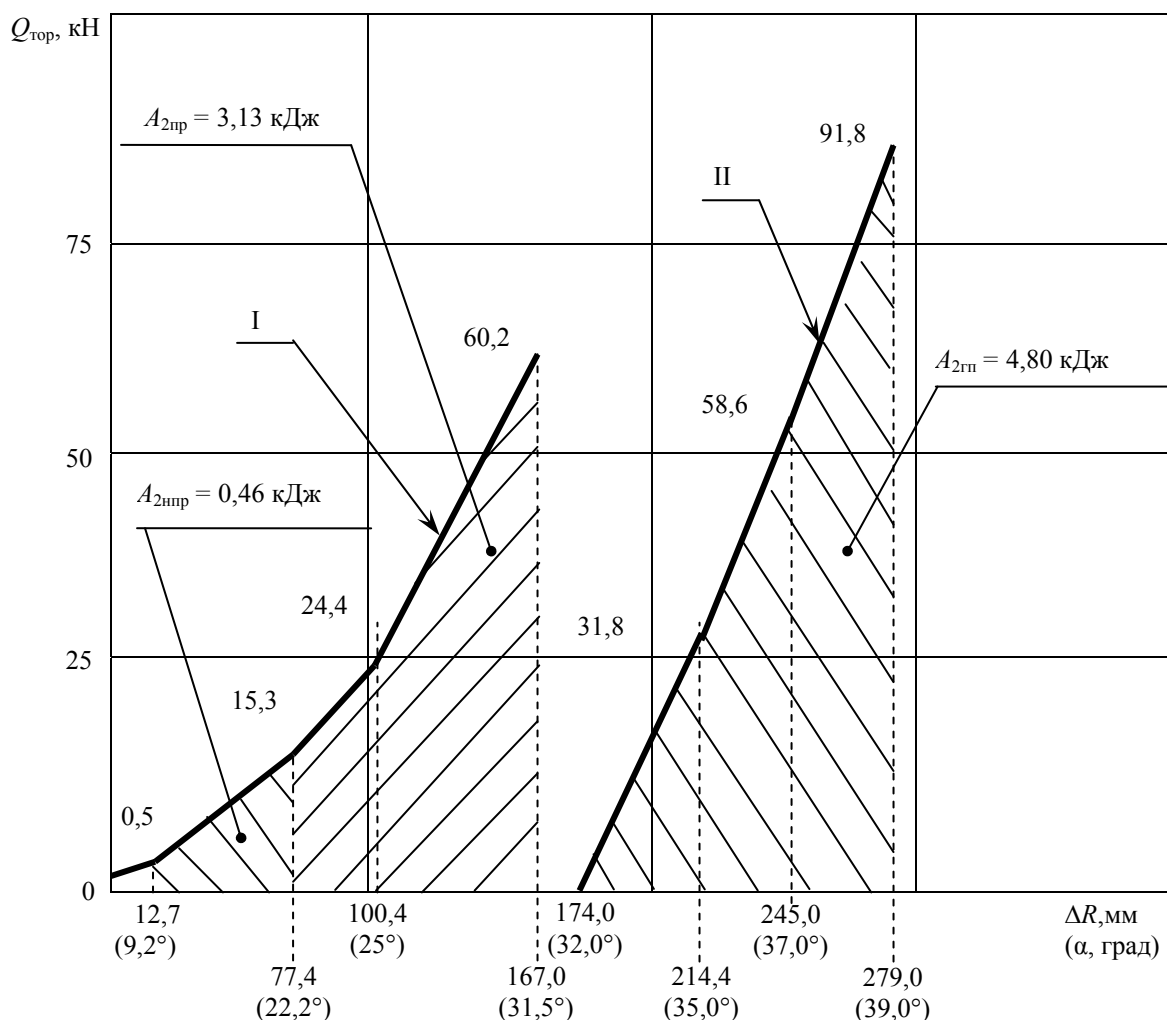


Рис. 3. Графики изменения усилий торможения слоем тканевого пакета (I) и слоем гофропакета (II) от пути движения лопатки
 Fig. 3. Resistance forces of the cloth hood (I) and goffered hood layer (II) versus blade path

Следует отметить, что вследствие бóльшей длины гофропакета, приходящейся на ширину лопатки, по сравнению с длиной тканевого пакета (это приводит к укладке бóльшего количества армирующего материала), расчетная площадь поперечного сечения слоя ткани гофропакета

$$S_{гп} = B \cdot h \cos \beta \frac{d + \delta_{пак}}{t} (\pi - 2\varphi) = 142 \text{ мм}^2,$$

где $d = 20 \text{ мм}$ – диаметр пористого резинового кольца; $\delta_{пак} = 9,45 \text{ мм}$ – толщина пакета (для примера принято 35 слоев ткани); $t = 60 \text{ мм}$ – шаг установки пористых резиновых колец (см. рис. 1),

$$t \geq 2\sqrt{d^2 + 2\delta_{пак} \cdot d};$$

$$\varphi = \arcsin \frac{\delta_{пак}}{d + \delta_{пак}} = 19^\circ.$$

Тогда радиальное усилие торможения лопатки, создаваемое одним слоем ткани гофропакета, примет вид

$$Q_{\text{тор.гп}} = \frac{2S_{\text{гп}} \cdot \sigma_{\text{в}} \cdot R_{\text{нар}}}{\pi \cdot \varepsilon_{\text{в}} (R_{\text{нар}} + d)} \sin \alpha \left(\text{tg} \alpha - \alpha - \frac{\pi \cdot d}{R_{\text{нар}}} \right).$$

Работа деформирования тканевого слоя гофропакета определится выражением

$$A_{2\text{гп}} = \frac{2S_{\text{гп}} \cdot \sigma_{\text{в}} \cdot R_{\text{нар}}^2}{\pi \cdot \varepsilon_{\text{в}} (R_{\text{нар}} + d)} \int_{\alpha_4}^{\alpha_5} \text{tg}^2 \alpha \left(\text{tg} \alpha - \alpha - \frac{\pi \cdot d}{R_{\text{нар}}} \right) d\alpha,$$

где α_4 и α_5 – начальный и конечный углы сектора прямолинейного участка гофропакета (от начала деформирования и до разрыва).

Тканевый пакет состоит из большого числа слоев ткани. В связи с разной длиной слоев и уровнем их натяжения возможно взаимное проскальзывание слоев при натяжении пакета. Последнее вызывает дополнительную работу деформирования слоя тканевого пакета за счет трения. Величина этой работы не превышает погрешность вышеприведенных расчетов, поэтому в данной работе не рассматривается.

На рис. 3 приведен график изменения усилия торможения слоем гофропакета от пути движения лопатки. Как и для тканевого пакета, работа деформирования слоя гофропакета $A_{2\text{гп}} = 4,8$ кДж определена численным методом (вывод граничных величин параметра α , равных 32 и 39° для высоты гофр 20 мм, приведен в работе [12]). Из представленных расчетов видно, что работа деформирования слоя гофропакета выше работы деформирования слоя тканевого пакета.

Следует отметить, что при традиционной (плотной) намотке пакета есть вероятность его среза кромкой разорванной стенки металлической оболочки вследствие того, что в момент разрыва металлической оболочки пакет находится в растянутом состоянии и плотно прижат к ней. Кроме того, начальное натяжение пакета при намотке снижает его баллистическую стойкость в конструкции.

В табл. 4 представлены результаты испытаний комбинированных корпусов, на которых металлические стенки были пробиты, а тканевые пакеты обеспечили удержание фрагментов корпусов и оторвавшихся лопаток. Испытание корпуса № 1 было проведено с целью оценки защитной способности тканевого пакета. На рабочем колесе были установлены две диаметрально противоположные лопатки, которые подрывались ДУЗами одновременно. Первая лопатка острой кромкой разрубила все слои пакета, вторая лопатка изогнулась при ударе о металлическую оболочку и зоной изгиба пробила половину слоев пакета (для опыта № 1 в табл. 4 показаны два значения пробитых слоев пакета). Опыт

показал необходимость защиты тканевого пакета от резания острой кромкой лопатки, что и было реализовано на опытах № 2 и 3 установкой лепестков защиты (см. рис. 1, элемент 5).

Корпуса на опытах № 2 и 3 были выполнены из сплавов различной прочности и пластичности. Корпус № 3 подтвердил требуемую баллистическую стойкость при меньшей на 13 кг массе относительно массы корпуса № 2 как за счет массы металлической оболочки, так и за счет массы тканевого пакета.

Данные по испытанию № 4 (в табл. 1 это испытание представлено как опыт № 6) приведены как справочные и являются результатом поиска усиления алюминиевого варианта корпуса по результатам неудовлетворительных испытаний такого же корпуса (см. табл. 1, опыт № 5).

4. Об испытаниях корпусов вентилятора

Испытания полногабаритных корпусов на пробитие лопаткой проводились на специальной установке, имитирующей штатную конструкцию передней части двигателя. При этом установка была усилена фланцами и содержала слабое звено роторной группы для обеспечения сохранности испытательного стенда. Схема установки приведена на рис. 4. В связи с ограничением по мощности привода (электродвигатель) рабочее колесо вентилятора содержало два сектора по четыре целых лопатки, расположенных в диаметрально противоположных зонах, остальные лопатки из состава их полного набора были укорочены по длине. Перед испытанием рабочее колесо вентилятора проходило балансировку.

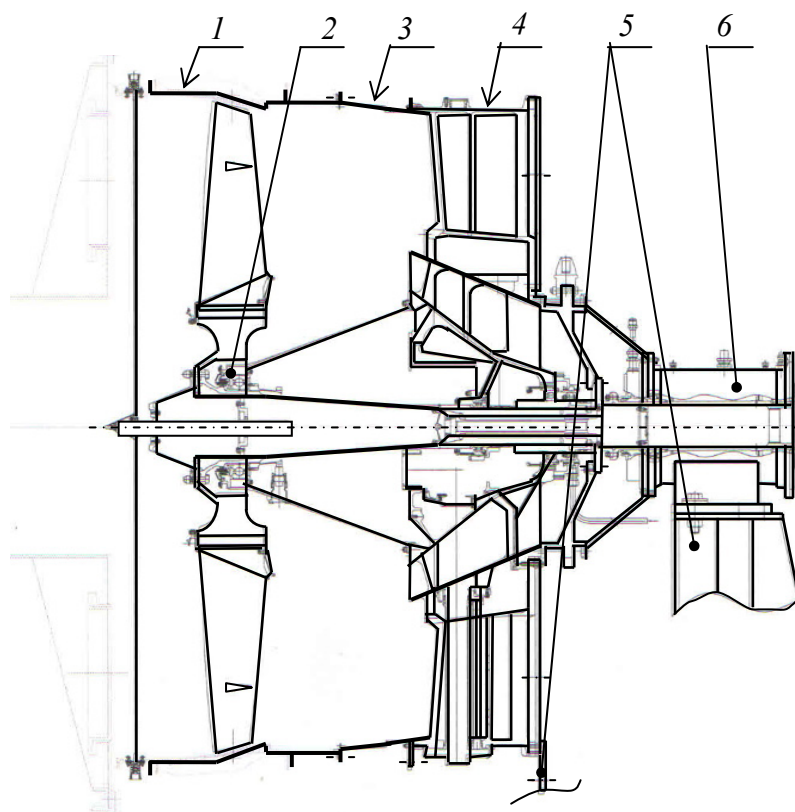


Рис. 4. Схема установки для испытаний корпуса вентилятора: 1 – корпус вентилятора; 2 – рабочее колесо вентилятора; 3 – корпус спрямляющего аппарата; 4 – разделительный корпус; 5 – элементы рамы установки; 6 – электропривод
Fig. 4. Scheme of the test unit for the fan case: 1 – fan case; 2 – fan impeller; 3 – case of directing blades; 4 – dividing case; 5 – unit frame elements; 6 – electric driver

В корневом сечении одной из целых лопаток устанавливался детонирующий заряд, который приводился в действие подачей сигнала после набора требуемой скорости вращения рабочего колеса. На ряде испытаний проводилась скоростная видеосъемка.

Экспериментальная проверка баллистической стойкости корпусов является дорогостоящим мероприятием. Наибольшие затраты имеют место при испытаниях полногабаритных корпусов. Однако именно эти испытания дают ответы на все вопросы проектирования. Так, попытка проведения менее затратных испытаний на пробитие малогабаритных корпусов выявила ряд проблем использования результатов испытаний, которые

были предварительно оценены численными методами. Испытания металлических кольцевых образцов [22, 23] не позволили разработать рекомендации по выбору проектных параметров монослойной структуры стенок корпусов, представленных в табл. 1 и 4. Эти параметры были получены по соотношениям, представленным в данной работе. Это объясняется неточностью моделирования эксперимента (например, неучет краевого эффекта). Еще большие проблемы возникают при применении полимерных композиционных материалов. Так, например, эффект резания пластика корпуса неразрушенными лопатками [12] не может быть получен на моделях, диаметр которых в 2–3 раза меньше натурального корпуса.

Таблица 4

Результаты расчета и экспериментов комбинированных корпусов на пробитие

Table 4

Calculation results and experimental data on ballistic resistance of the combined fan cases

Физико-механические характеристики		Номер опыта				
		1	2	3	4	
		Поражающий элемент, конструктивные особенности				
		Цельная (монослойная) лопатка			Пустотелая многослойная лопатка	
Периметр контакта L , мм		500			800	
Кинетическая энергия ПЭ W , кДж		270			174	
Материал металлической стенки		ВТ6	ВТ6	ОТ4-0	АК4-1	
Толщина металлической стенки на опыте, мм		3,0	9,5	от 4,0 до 10,0	от 10,4 до 25,1	
Толщина защитных лепестков, мм		–	1,0 (сталь) 2 слоя	2,0 (титан) 2 слоя	–	
Тканевый пакет	Число слоев	255	112	85	30	
	Высота гофр, мм	0	20,0	20,0	0	
Работа разрушения по расчету, кДж	Металл	5	53	148	от 71 до 130	
	Ткань	220	368	241	183	108
Состояние металлической стенки на опыте		Пробитие			Пробитие в тонкой части	
Число пробитых слоев пакета		255	130	90	55	10

Выводы

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. Предложены методики расчета металлической стенки корпуса вентилятора на пробитие оторвавшейся лопаткой с учетом прочности и предельной деформации материала стенки.

2. Проведен сравнительный анализ эффективности применения алюминиевых и титановых сплавов в качестве материалов корпуса вентилятора.

3. Предложены методики расчета комбинированных корпусов вентиляторов, содержащих традиционный и гофрированный тканевые бронепакеты.

4. Предложенные методики позволили разработать конструктивные варианты корпусов вентиляторов минимальной массы, баллистическая стойкость которых подтверждена

экспериментально и которые обеспечивают локализацию в корпусах двигателя фрагментов, образующихся при разрушении рабочих лопаток.

5. Проведенные исследования выявили проблемы применения полимерных композиционных материалов, используемых в качестве материалов корпуса вентилятора.

Библиографический список

1. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1981.
2. Биргер И.А., Балашов Б.Ф., Дульнев Р.А. Конструкционная прочность материалов и деталей ГТД. – М.: Машиностроение, 1981.
3. Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД. – М.: Машиностроение, 1993.
4. Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards: Aircraft Engine Standards for Engine Life-Limited Parts. 14 CFR. Part 33.70 Amdt. 33-22. 72 FR 50860, 2007.
5. European Aviation Safety Agency. Certification Specifications for Engines. CS-E.
6. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации / под ред. Ю.А. Ножницкого. – 6-е изд. / Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова. – М., 2004.
7. Оценка свойств высоколегированных титановых сплавов, закаленных на β -структуру, в качестве материалов для броневой защиты / А.Л. Гавзе, Е.И. Степанов, С.Ю. Чусов, В.П. Яньков // Вопросы оборонной техники. – 2011. – Сер. 15. – Вып. 1 (160), 2 (161). – С. 30–34.
8. Перспективы применения в средствах индивидуальной бронезащиты высокопрочных алюминиевых сплавов / Д.Г. Купрюнин, Э.Н. Петрова, С.Ю. Чусов, В.П. Яньков // Вопросы оборонной техники. – 2013. – Сер. 15. – Вып. 3(170)–4(171). С. 51–55.
9. Нормы прочности авиационных двигателей. – 6-е изд. / Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова. – М., 2005.
10. Материалы и защитные структуры для локального и индивидуального бронирования / В.А. Григорян [и др.]. – М.: РадиоСофт, 2008.
11. Ефимов М.Г. Курс артиллерийских снарядов. – М.: Оборонгиз, 1939.
12. Оценка защитной способности корпуса вентилятора турбореактивного двигателя / В.А. Куртеев, Б.Г. Мозеров, М.И. Соколовский, А.А. Иноземцев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2015. – № 40. – С. 22–43.
13. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1994.
14. Металлические конструкции: в 3 т. Т. 2. Стальные конструкции зданий и сооружений: справ. проектировщика. – М.: АСВ, 1998.
15. Биргер И.А., Шорр Е.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчет на прочность деталей машин: справочник. – М.: Машиностроение, 1993.
16. Беляев Н.М. Сопротивление материалов. – М., 1962.
17. Крундаева А.Н. Разработка облегченной конструкции корпуса вентилятора авиационного двигателя // Вестник УГАТУ. Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2013. – Т. 17, № 1(54). – С. 27–32.
18. Туренко А.Н., Ужва А.В., Сергиенко А.В. Результаты исследований поглощения энергии при ударе изделиями из композитных материалов // Вестник ХНАДУ. – 2013. – Вып. 60. – С. 90–94.
19. Семейство ТРДД Trent. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиадвигателей / Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова. – М., 2004.
20. Каримбаев Т.Д., Луппов А.А. Исследование кинематики взаимодействия оборвавшейся лопатки вентилятора с деталями и узлами тракта ГТД методом конечных элементов в пакете LS-DYNA // Новые технологические процессы и надежность ГТД. – 2008. – Вып. 8. – С. 85–96.

21. Численное моделирование обрыва лопатки вентилятора / Ю.Н. Шмотин, А.А. Рябов, Д.В. Габов, С.С. Куканов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 9 (25). – С. 63–67.
22. Гладкий И.Л. Исследование последовательности обрыва лопаток ГТД методом конечных элементов // *Вестник Перм. гос. техн. ун-та. Динамика и прочность машин*. – 2003. – № 4. – С. 125–130.
23. Гладкий И.Л., Березин Р.И. Экспериментальное исследование стойкости к ударному воздействию материалов, применяющихся в корпусах вентиляторов газотурбинных двигателей // *Изв. Самар. науч. центра РАН*. – 2012. – Т. 14, № 4–5. – С. 1359–1362.
24. Бузюркин А.Е., Гладкий И.Л., Краус Е.И. Численное моделирование аварийного обрыва лопатки вентилятора газотурбинного двигателя // *Обработка металлов*. – 2014. – Вып. 4 (65). – С. 52–60.
25. Пат. РФ № 2293885 от 20.02.2007 г.
26. Куртеев В.А. Баллистическая стойкость многослойных пластин бронезащиты // *Вопросы оборонной техники*. – 2016. – Сер. 15. – Вып. 3 (182)–4 (183). – С. 87–93.
27. Пейчев Г.И., Николаевский С.В., Вигант Ю.В. ЗМКБ «Прогресс»: композиты в авиадвигателях семейства Д36 // *Технологические системы*. – 2000. – № 2. – С. 15–21.
28. Пат. США № 6814541 от 07.10.2002 г.
29. Пат. РФ № 2433281 от 10.11.2011 г.
30. Поглощение энергии арамидным волокном. Полимерные композиционные материалы. Прочность и технология / С.Л. Баженов, А.А. Бердин, А.А. Кульков, В.Г. Ошмян. – Долгопрудный: Интеллект, 2010. – С. 104–121.
31. Ткань техническая для производства средств индивидуальной бронезащиты. Технические условия. ТУ8378-020-00320992-2004.
32. Крундаева А.Н., Шмотин Ю.Н. Разработка конструкции комбинированного корпуса и расчет его динамической прочности в случае обрыва лопатки ротора // *Электронный журнал «Труды МАИ»*. – Вып. 73.

References

1. Akimov V.M. Osnovy nadezhnosti gazoturbinnnykh dvigatelei [Fundamentals of reliability of gas turbine engines]. *Moscow, Mashinostroyeniye*, 1981.
2. Birger I.A., Balashov B.F., Dulnev R.A. Kostruktsionnaya prochnost materialov i detalei GTD [The structural strength of material and components of gas turbine engines]. *Moscow, Mashinostroyeniye*, 1981.
3. Petukhov A.N. Soprotivlenie ustalosti detalei GTD [Fatigue resistance of gas turbine engines]. *Moscow, Mashinostroyeniye*, 1993.
4. Federal Aviation Administration. Airworthiness Standards: Aircraft Engine Standards for Engine Life-Limited Parts. 14 CFR. Part 33.70 Amdt. 33-22. 72 FR 50860, 2007.
5. European Aviation Safety Agency. Certification Specifications for Engines. CS-E.
6. Nozhnitskiy Yu.A. Normy prochnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei grazhdanskoi aviatsii [Strength norms of aircraft gas turbine engines in civil aviation]. Edition 6. *Moscow, CIAM*, 2004.
7. Gavze A.L., Stepanov E.I., Chusov S.Yu., Yankov V.P. Otsenka svoystv visokolegirovannykh titanovykh splavov, zakalennykh na β -strukturu, v kachestve materialov dlya bronevoi zaschity [Properties analysis of high-alloyed titanium β -structures for armour]. Series 15, 2011. Issue 1(160) – 2(161), pp. 30-34.
8. Kuprunin D.G., Petrova E.N., Chusov E.N., Yankov V.P. Perspektivy primeneniya v sredstvakh individualnoy bronezaschity visokoprochnykh alyuminievykh splavov [Prospects in application of individual armour high-strength aluminum alloys]. Series 15, 2013. Issue 3(170) – 4(171), pp. 51-55.
9. Normy prochnosti aviatsionnykh dvigatelei [Aircraft engines' strength standards]. Edition 6. *CIAM*, 2005.
10. Grigoryan V.A. et al. Materialy i zaschitnye struktury dlya lokalnogo i individualnogo bronirovaniya [Materials and protecting structures for local and individual armouring]. *Moscow, RadioSoft*, 2008.
11. Yefimov M.G. Kurs artilleriyskikh snariyadov [Course of artillery shells]. *Oborongiz*, 1939.
12. Kurteyev V.A., Mozerov B.G., Sokolovskiy M.I., Inozemtsev A.A. Otsenka zaschitnoy sposobnosti korpusa ventiliyatora turboreaktivnogo dvigatelya [Analysis of protecting ability in turbojet fan case]. *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Aerospace engineering*, 2015, iss. 40, pp. 22-43.

13. Lizin V.T., Pyatkin V.A. Proektirovanie tonkostennykh konstruksii [Design of thin wall structures]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1994.
14. Metallicheskie konstruksii. V trekch tomakh. Tom dva. Stalnye kovstruksii zdaniy i sooruzdeniy. Spravochnik proektirovschika [Metal structures. Three volumes, the second volume. Steel structures of buildings and erections. Designer's reference book]. Moscow: ASV, 1998.
15. Birger I.A., Shorr E.F., Iosilevich G.B. Raschet na prochnost detaley maschin. Spravochnik [Machine elements strength calculation. Reference book]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1993.
16. Belyaev N.M. Soprotivlenie materialov [Strength of materials]. Moscow, 1962.
17. Krundayeva A.N. Razrabotka oblegchennoi konstruksii korpusa ventilyatora aviatsionnogo dvigatelya. Vestnik UGATU. Aviatsionnaya i raketno-kosmicheskaya tekhnika. [Development of light-weight fan case for aircraft engine. Bulletin UGATU. Aircraft and rocket-space engineering]. 2013, vol. 17, no. 1(54), pp. 27-32.
18. Turenko A.N., Uzhva A.V., Sergiyenko A.V. Rezultaty issledovani pogloscheniya energii pri udare izdeliyami iz kompozitsionnykh materialov. Vestnik KhNDU. [Investigation results of composites energy absorption after impact. Bulletin KhNDU], iss. 60, 2013, pp. 90-94.
19. Semeistvo TRDD Trent. Raboty veduschikh aviadvigatelestroitelnykh kompani po sozdaniyu perspektivnykh aviadvigatelei. [Trent TRDD generation. Works of leading aircraft companies on development of perspective aircraft engines]. Moscow, CIAM, 2004.
20. Karimbayev T.D., Luppov A.A. Issledovaniye kinematiki vzaimodeistvia oborvavsheysya lopatki ventilyatora s detal'yami i uzlami trakta GTD metodom konechnykh elementov v pakete LS-DYNA. Novyye tekhnologicheskiye protsessy i nadezhnost GTD. [Investigation of kinematic effect of torn fan vane and parts of GTE section using FEM in package LS-DYNA. New technological processes and GTE reliability]. 2008, iss. 8, pp. 85-96.
21. Shmotkin Yu.N., Ryabov A.A., Gabov D.V., Kukanov S.S. Chislennoye modelirovaniye obryva lopatki ventilyatora. Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya [Numerical simulation of fan vane tearing-off. Aerospace engineering and technologies]. 2005, no. 9 (25), pp. 63-67.
22. Gladki I.L. Issledovaniye posledovatelnosti obryva lopatok GTD metodom konechnykh elementov. Vestnik PGTU. Dinamikai prochnost mashin. [Investigation of GTE vanes tearing sequence using FEM. Bulletin PGTU. Dynamics and strength of machines]. 2003, no. 4, pp. 125-130.
23. Gladki I.L., Berezin R.I. Eksperimentalnoye issledovaniye stoikosti k udarnomu vozdeistviyu materialov primenyayushchikhsya v korpusakh ventilyatorov gazoturbinnykh dvigatelei. Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akedemii nauk. [Experimental research of impact stability of materials applied in GTE fan cases. Proceedings of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences]. 2012, vol. 14, no. 4-5, pp. 1359-1362.
24. Buzyurkin A.Ye., Gladkiy I.L., Kraus E.I. Chislennoye modelirovaniye avariynogo obryva lopatki ventilyatora aviatsionnogo dvigatelya [Numerical simulation of emergency of fan vane tear-off in gas turbine engine]. Metal machining. October – December 2014, iss. 4 (65), pp. 52-60.
25. RF Patent № 2293885 dated 20.02.2007.
26. Kurteyev V.A. Ballisticheskaya stoikost mnogoslainnykh plastin bronezaschity [Ballistic ability of polyflaky plates armoured protection]. Problems of defense techniques. Series, 2016, iss. 3(182), 4 (183), pp. 87-93.
27. Peichev G.I., Nikolaevskiy S.V., Vigant Yu.V. ZMKB «Progress»: kompozity v aviadvigatelyach semeistva D36. Tekhnologicheskiye sistemy [«Progress»: composites in D36 aircraft engines]. Technological systems, iss. 2/2000, pp. 15-21.
28. USA Patent № 6814541 dated 07.10.2002.
29. RF Patent № 2433281 dated 10.11.2011.
30. Bazhenov S.L., Berdin A.A., Kulkov A.A., Oshmyan V.G. Pogloscheniye energii aramidnym voloknom. Polymerniye kompozitsionniye materialy. Prochnost i tekhnologiya. Dolgoprudny. [Energy absorption in aramid fibers. Polymer composite materials. Strength and technology]. Dolgoprudny. Intellekt, 2010, pp. 104-121.
31. Tkan tekhnicheskaya dlya proizvodstva sredstv individualnoy bronezaschity [Duck fabric for manufacture of individual armoured protection]. Specifications. TY8378-020-00320992-2004.
32. Krundayeva A.N., Shmotin Yu.N. Razrabotka konstruksii kombinirovannogo korpusa i raschet ego dinamicheskoi prochnosti v sluchae obryva lopatki rotora. Elektronnyi zhurnal Trudy MAI [Design development of combined case and calculation of its dynamic strength in case of rotor vane tearing-off. Electronic magazine Trudy MAI]. Issue 73.